

PAT-NO: JP02004299541A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 2004299541 A

TITLE: VIBRATION/ATTITUDE CONTROL DEVICE OF PAYLOAD
MOUNTED IN SPACECRAFT

PUBN-DATE: October 28, 2004

INVENTOR-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
TAKEDA, NAOMICHI	N/A
KANAI, TOSHIKI	N/A
WATANABE, KAZUKI	N/A
TAKEZAWA, SUSUMU	N/A

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
JAPAN SPACE FORUM	N/A
NATL SPACE DEVELOPMENT AGENCY OF JAPAN	N/A
WEL RESEARCH CO LTD	N/A
SPACE ENGINEERING DEVELOPMENT CO LTD	N/A

APPL-NO: JP2003095012

APPL-DATE: March 31, 2003

INT-CL (IPC): B64G001/38, B64G001/22 , F16F015/02

ABSTRACT:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a vibration/attitude control device for a payload mounted in a spacecraft capable of reducing the influence of a vibratory turbulence, attitude change, etc., establishing a good service environment for experimental/observatory apparatus (payload) mounted in the spacecraft etc., and performing simultaneously the vibration control of the payload covering the wide frequency band and the payload attitude control

covering a range of several degrees.

SOLUTION: The vibration/attitude control device of the payload mounted in spacecraft is equipped with a plurality of hybrid actuators coupling the payload mounted in the spacecraft body with the spacecraft body through flexible bearings and an actuator controller installed in the spacecraft body and controlling the hybrid actuators, wherein the actuator controller makes the vibration control and the attitude control of the payload by expanding and contracting the actuators on the basis of the outputs of an attitude sensor installed in the payload and/or the spacecraft body and an acceleration sensor installed in the payload and/or the spacecraft body.

COPYRIGHT: (C) 2005, JPO&NCIPI

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2004-299541

(P2004-299541A)

(43) 公開日 平成16年10月28日(2004.10.28)

(51) Int. Cl. ⁷	F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 G 1/38	B 6 4 G 1/38	3 J 0 4 8
B 6 4 G 1/22	B 6 4 G 1/22	
F 1 6 F 15/02	F 1 6 F 15/02	A

審査請求 有 請求項の数 2 O L (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2003-95012 (P2003-95012)	(71) 出願人	599172656
(22) 出願日	平成15年3月31日(2003.3.31)		財団法人 日本宇宙フォーラム
			東京都港区浜松町一丁目29番6号
		(71) 出願人	000119933
			宇宙開発事業団
			茨城県つくば市千現2丁目1番1号
		(71) 出願人	502294172
			株式会社ウェルリサーチ
			千葉県市川市八幡3丁目8番地18
		(71) 出願人	503118871
			宇宙技術開発株式会社
			東京都中野区中野5丁目62番1号 E D
			Cビル
		(74) 代理人	100082072
			弁理士 清原 義博

最終頁に続く

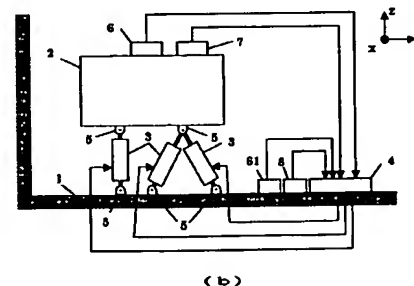
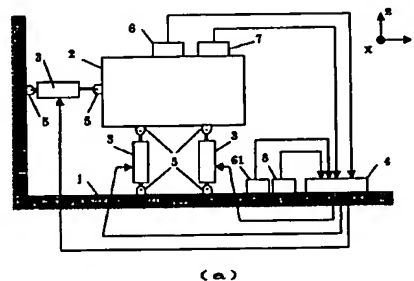
(54) 【発明の名称】 宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置

(57) 【要約】

【課題】 振動擾乱や姿勢変動等の影響を軽減し、宇宙機等に搭載する実験・観測機器（ペイロード）に良好な利用環境を提供するために、広周波数帯に亘るペイロードの振動制御と数度程度を範囲としたペイロードの姿勢制御を同時に行うことを可能とする宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置を提供すること。

【解決手段】 宇宙機本体と該宇宙機本体に搭載されるペイロードをフレキシブル軸受を介して結合する複数のハイブリッドアクチュエータと、宇宙機本体に配置され該ハイブリッドアクチュエータを制御するアクチュエータコントローラとを備えてなり、該アクチュエータコントローラは、前記ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された姿勢検出器並びに該ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された加速度検出器の出力に基づいて前記ハイブリッドアクチュエータを伸縮駆動することにより、ペイロードの振動制御と姿勢制御を同時に行う。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】

【請求項1】

宇宙機本体と該宇宙機本体に搭載されるペイロードをフレキシブル軸受を介して結合する複数のハイブリッドアクチュエータと、宇宙機本体に配置され該ハイブリッドアクチュエータを制御するアクチュエータコントローラとを備えてなり、該アクチュエータコントローラは、前記ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された姿勢検出器並びに該ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された加速度検出器の出力に基づいて前記ハイブリッドアクチュエータを伸縮駆動することにより、ペイロードの振動制御と姿勢制御を同時に行うとともに、前記ハイブリッドアクチュエータは、宇宙機本体とフレキシブル軸受を介して結合されたモータ駆動直進ステージと、ペイロードとフレキシブル軸受を介して結合されたインターフェイスロッドと、これらステージとロッドを連結するばねとから構成されることを特徴とする宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置。

10

【請求項2】

前記アクチュエータコントローラは、特定のターゲットの方向情報を入力として、該ターゲットがペイロードからの視野内の特定領域に入ることを回避するための各ハイブリッドアクチュエータの伸縮情報を出力することを特徴とする請求項1記載の宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

20

【発明の属する技術分野】

本発明は宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置に関し、より詳しくは、ペイロードの振動制御と姿勢制御を同時に行うことを可能とし、宇宙機搭載ペイロードに良好な利用環境を提供できる宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置に関する。

【0002】

【従来の技術】

国際宇宙ステーション（ISS）の日本の実験棟（JEM）の構成要素である曝露部は、微小な重力や開かれた視野をはじめとした特徴を有しており、様々な宇宙実験・観測を行うための場として期待されている。

しかしながら、ISS本体やJEM内部の可動物や搭乗員動作等による振動擾乱の影響、従来の人工衛星に比べて遥かに大きな姿勢変動など、曝露部利用者にとって克服すべき利用環境上の課題が明らかになりつつある。

30

【0003】

宇宙機におけるペイロードの姿勢制御や振動制御の課題に取り組んだ発明は、既にいくつか提案されている（例えば、特許文献1及び2参照）。

【0004】

【特許文献1】

特開2001-278198号公報

【特許文献2】

特開2000-16397号公報

【0005】

40

【発明が解決しようとする課題】

しかしながら、これらの従来技術は、ペイロードの姿勢制御または振動制御の課題に個別に取り組んだものであって、両者の課題を同時に解決することができるものではなかった。

本発明はかかる実情に鑑みてなされたものであって、振動擾乱や姿勢変動等の影響を軽減し、ISSのJEM曝露部をはじめとする宇宙機等に搭載する実験・観測機器（ペイロード）に良好な利用環境を提供するために、広周波数帯に亘るペイロードの振動制御と数度程度を範囲としたペイロードの姿勢制御を同時に行うことを可能とする宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置を提供せんとするものである。

【0006】

50

【課題を解決するための手段】

請求項１に係る発明は、宇宙機本体と該宇宙機本体に搭載されるペイロードをフレキシブル軸受を介して結合する複数のハイブリッドアクチュエータと、宇宙機本体に配置され該ハイブリッドアクチュエータを制御するアクチュエータコントローラとを備えてなり、該アクチュエータコントローラは、前記ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された姿勢検出器並びに該ペイロード及び／又は宇宙機本体に配置された加速度検出器の出力に基づいて前記ハイブリッドアクチュエータを伸縮駆動することにより、ペイロードの振動制御と姿勢制御を同時に行うとともに、前記ハイブリッドアクチュエータは、宇宙機本体とフレキシブル軸受を介して結合されたモータ駆動直進ステージと、ペイロードとフレキシブル軸受を介して結合されたインターフェイスロッドと、これらステージとロッドを連結するばねとから構成されてなることを特徴とする宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置に関する。

【０００７】

請求項２に係る発明は、前記アクチュエータコントローラは、特定のターゲットの方向情報を入力として、該ターゲットがペイロードからの視野内の特定領域に入ることを回避するための各ハイブリッドアクチュエータの伸縮情報を出力することを特徴とする請求項１記載の宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置に関する。

【０００８】

【発明の実施の形態】

以下、本発明に係る宇宙機搭載ペイロードの振動・姿勢制御装置の好適な実施形態について、図面を参照しつつ説明する。

図１は本発明に係る制御装置の全体構成の一例を示す概略図である。

本発明に係る制御装置は、宇宙機本体（１）と該宇宙機本体（１）に搭載されるペイロード（２）をフレキシブル軸受（５）を介して結合する複数のハイブリッドアクチュエータ（３）と、宇宙機本体（１）に配置されて該ハイブリッドアクチュエータ（３）を制御するアクチュエータコントローラ（４）とを備えている。

【０００９】

ペイロード（２）には、姿勢検出器（６）及び加速度検出器（７）が装着されており、これら各検出器（６）（７）によってペイロード（２）の姿勢及び加速度をそれぞれ検出することが可能となっている。

また、宇宙機本体（１）には該宇宙機本体（１）の加速度を検出する加速度検出器（８）及び／又は宇宙機本体（１）の姿勢を検出する姿勢検出器（６１）と、ハイブリッドアクチュエータ（３）を制御するアクチュエータコントローラ（４）が装着されている。

【００１０】

図２はハイブリッドアクチュエータ（３）の全体構成を示す概略側面図である。

ハイブリッドアクチュエータ（３）は、宇宙機本体（１）とフレキシブル軸受（５）を介して結合されたモータ駆動直進ステージ（９）と、ペイロード（２）とフレキシブル軸受（５）を介して結合されたインターフェイスロッド（１０）と、これらステージ（９）及びロッド（１０）を連結するばね（１１）とから構成されている。

【００１１】

モータ駆動直進ステージ（９）は、モータ（９１）と、該モータ（９１）の駆動によって回転するねじ部（９２）と、該ねじ部（９２）に螺着されてねじ部（９２）の回転に伴って、図２のＡ方向から見て前後に移動する直進ステージ（９３）とから構成されている。インターフェイスロッド（１０）の先端部（１０２）は、図３に示す如く、３本の棒体（１０３）と、これら３本の棒体（１０３）の一端部及び他端部において各棒体（１０３）同士を正三角形に連結する連結材（１０４）とが、全体として正三角柱状に組み合わされた取付構体（１０１）の中心に挿入され、取付構体（１０１）を構成する３本の棒体（１０３）とばね（１１）によって接続されている。尚、図３は図２のＡ方向から見た図である。

【００１２】

組み合わせられた取付構体(101)は直進ステージ(93)とボルトにより結合されている。これによって、インターフェイスロッド(10)は、取付構体(101)を介して直進ステージ(93)とばね(11)により連結された状態となり、直進ステージ(93)の動作に伴ってばね(11)を介して、図2のA方向から見て前後方向に移動する。ばね(11)は、所定の弾性を有した材料を用いる。例えば、ステンレス等の弾性のある合金やポリイミド系樹脂等の高分子材料を用いる。

【0013】

図1に示す例では、上記の如く構成された3つのハイブリッドアクチュエータ(3)によって宇宙機本体(1)とペイロード(2)が連結されている。

図1(a)に示す例の場合、3つのハイブリッドアクチュエータ(3)は同一平面内(図1(a)の例ではyz平面)内に配置され、3つのうちの2つはz軸方向において平行に配置されて宇宙機本体(1)とペイロード(2)を連結し、残りの1つは独立してy軸方向において宇宙機本体(1)とペイロード(2)を連結している。

図1(b)に示す例の場合、3つのハイブリッドアクチュエータ(3)は同一平面内(図1(b)の例ではyz平面)内に配置され、3つのうちの2つはz軸方向においてペイロード(2)側で一端部が重なるようにV字状に組み合わせられて宇宙機本体(1)とペイロード(2)を連結し、残りの1つは独立してz軸方向において宇宙機本体(1)とペイロード(2)を連結している。

このように、宇宙機本体(1)側及び/又はペイロード(2)側の取り付け面の制約等に対応して、様々なハイブリッドアクチュエータの配置が可能であるが、宇宙空間におけるペイロードの振動・制御装置への適用に際しては、図1(a)(b)に示したような自由度を高くした配置を採用することが好ましい。

【0014】

図4は本発明に係る制御装置の制御動作の構成を示すブロック線図である。

図4は本発明に係る制御装置の制御動作の構成を示すブロック線図である。ペイロード(2)に配置された姿勢検出器(6)と、ペイロード(2)に配置された加速度検出器(7)と、宇宙機本体(1)に配置された加速度検出器(8)及び/又は姿勢検出器(61)からの出力がアナログ信号の場合、これらの検出器信号は先ずADコンバータ(20)によりデジタル信号に変換される。尚、宇宙機本体(1)に配置された検出器(8)、(61)からの出力は、切換スイッチ(32)により、いずれか一方もしくは両方が選択される。

デジタル信号化されたペイロード(2)に配置された加速度検出器(7)、宇宙機本体(1)に配置された加速度検出器(8)及び/又は姿勢検出器(61)からの検出信号は、座標変換ロジック(21)(22)により各検出器の配置座標から基準座標に変換された後、それぞれ振動制御ロジック(23)(24)に入力される。

【0015】

宇宙機本体(1)の加速度検出器(8)及び/又は姿勢検出器(61)からの出力を入力信号とする振動制御ロジック(23)はフィードフォワード制御則であり、取付構体(101)の振動又は移動量の搭載ペイロード(2)への伝播を抑制する。一方、ペイロード(2)の加速度検出器(7)からの出力を入力信号とする振動制御ロジック(24)はフィードバック制御則であり、搭載ペイロード(2)の振動又は変位を抑制する。これらの振動制御ロジック(23)(24)は、制御モード切替ロジック(25)により、いずれか一方もしくは両方が選択される。

【0016】

一方、ADコンバータ(20)によりデジタル信号化されたペイロード(2)の姿勢検出器(6)からの信号は、姿勢制御ロジック(31)へと入力され、ペイロード(2)の姿勢制御に使用される。

姿勢制御ロジック(31)は基準系での特定ターゲットへの指向制御を行うための制御ロジックであり、姿勢制御ロジック(26)は特定ターゲットの回避のための制御ロジックであり、姿勢制御ロジック(27)は目標プロファイルに沿ったスキャニング(首振り)の制御を行うための制御ロジックである。

これらの姿勢制御ロジック(31)、(26)、(27)は、制御モード切替ロジック(25)により、いずれか一つの制御ロジックが選択される。

【0017】

上記した2つの振動制御ロジック及び3つの姿勢制御ロジックから選択された振動制御ロジック及び姿勢制御ロジックの出力信号は合算手段(28)にてまとめられ、座標変換ロジック(29)により基準系座標から各アクチュエータ(3)の配置座標へと変換された後、アクチュエータドライバ(30)を介して各ハイブリッドアクチュエータ(3)へと送られる。

【0018】

上記制御信号によって、各ハイブリッドアクチュエータ(3)のモータ(91)が駆動され、図1に示すハイブリッドアクチュエータの配置を仮定した場合、搭載ペイロード(2)の±z方向並進成分と±y方向並進成分の低周波数領域の振動制御と、±x軸方向の回転成分の数値程度を範囲とする姿勢制御が同時に実行される。
また、取付構体(101)の高周波領域の振動は、ばね(11)に吸収されるので、搭載ペイロード(2)への振動の伝播が減衰される。

【0019】

次に、上記したアクチュエータコントローラ(4)の姿勢制御ロジック(26)による特定ターゲットの回避のための制御動作について、図5及び図6に基づいて説明する。
この制御動作は、特定ターゲットの方向情報を姿勢検出器(6)により検出し、これを入力として、該ターゲットがペイロードからの視野内の特定領域に入ることを回避するために各ハイブリッドアクチュエータ(3)を制御するものである。この制御動作により、ペイロードからの視野内の特定の領域に特定のターゲットが入ることによるペイロードへの影響を防ぐことができる。尚、特定ターゲットとしては、例えば太陽が挙げられる。

【0020】

制御モード切替ロジック(28)により姿勢制御ロジック(26)が選択されてターゲット回避制御が起動されると(ステップ1)、先ず回避すべき特定ターゲット(以下、文中にて回避ターゲット、図中にてTGと略)(40;M)が入域時姿勢検出器(6)の視野(Field Of View;以下、FOVと略)(43)内にあるか否かが判断される(ステップ2)。そして、FOV外にある場合は、ペイロード姿勢をターゲット回避制御起動時の姿勢(又は、後述する回避領域出域時の姿勢)に保持する(姿勢ホールド制御)(ステップ3)。

【0021】

回避ターゲット(40;M)がFOV内に入域した場合、回避ターゲット(40;M)と入域時回避領域(41)との中心(C)とのなす角度が入域時回避角(45;δ)以下であるかどうかを判断し(ステップ4)、入域時回避角(45;δ)以上である場合には、姿勢ホールド制御を継続する(ステップ3)。

【0022】

回避ターゲット(40;M)がFOV内にあり且つ回避ターゲット(40;M)と入域時回避領域(41)との中心(C)とのなす角が入域時回避角(45;δ)以下であった場合、姿勢ホールド制御を終了し、当該時点の回避ターゲット(40;M)と出域時回避領域(42)の中心(E)とのなす角が出域時回避角(46;η)に一致するようにペイロード姿勢を制御する(回避角ホールド制御)(ステップ6)。

回避ターゲット(40;M)と入域時回避領域(41)との中心(C)とのなす角が入域時回避角(45;δ)以上であった場合には、姿勢ホールド制御を継続する(ステップ3)。

【0023】

次いで、回避ターゲット(40;M)と出域時回避領域(42)の中心(E)とのなす角が出域時回避角(46;η)以上になったかどうかを判断し(ステップ7)、出域時回避角(46;η)以上である場合には、回避角ホールド制御を行わないと仮定した場合に、所定時間経過時において、回避ターゲット(40;M)が出域時回避領域(42)から出

域する（回避ターゲット（40；M）と出域時回避領域（42）の中心（E）とのなす角が出域時回避角（46； η ）以上となる）ことが予想されるか否かを判断し（ステップ8）、予想される場合には回避角ホールド制御を終了し、パイロード姿勢を当該時点の姿勢（回避領域出域時の姿勢）に保持する（姿勢ホールド制御）（ステップ9）。所定時間経過時において、回避ターゲット（40；M）が出域時回避領域（42）から出域しないと予想される場合には、ステップ6に戻り回避角ホールド制御を続行する。

【0024】

回避ターゲット（40；M）と出域時回避領域（42）の中心とのなす角が出域時回避角（46； η ）以下であるときは、ステップ6に戻り回避角ホールド制御を続行する。

【0025】

姿勢ホールド制御（ステップ9）の後、ステップ2に戻って姿勢検出器による回避ターゲット方向を基準としたパイロード姿勢の検出を行うか若しくはターゲット回避制御を終了する。

【0026】

上記したアクチュエータコントローラ（4）の姿勢制御ロジック（26）による制御信号は、各ハイブリッドアクチュエータ（3）に対する伸縮情報として送信され、モータ（91）を駆動させて直進ステージ（93）を動作させてハイブリッドアクチュエータ（3）を伸縮させ、これによりパイロードの姿勢を制御し、特定ターゲットの回避を実行する。

【0027】

【発明の効果】

以上説明したように、本発明に係る宇宙機搭載パイロードの振動・姿勢制御装置によれば、広周波数帯に亘るパイロードの振動制御と数度程度を範囲とした姿勢制御を同時に行うことが可能となるので、例えば、可動物や搭乗員動作等による振動擾乱や姿勢変動等がパイロードに与える影響を軽減し、良好な利用環境を宇宙機に搭載するパイロードに提供することが可能となる。

また、擾乱や姿勢変動等がパイロードに与える影響を低く抑えつつ、太陽等の特定のターゲットがパイロードからの視野内の特定領域に入ること回避することが可能となる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係る宇宙機搭載パイロードの振動・姿勢制御装置の全体構成の一例を示す概略図である。

【図2】ハイブリッドアクチュエータの全体構成を示す概略側面図である。

【図3】図2示のハイブリッドアクチュエータの要部を抽出してA方向から見た図である。

【図4】本発明に係る制御装置の制御動作の構成を示すブロック線図である。

【図5】アクチュエータコントローラの姿勢制御ロジックによる特定ターゲットの回避のための制御動作を示す概略説明図である。

【図6】アクチュエータコントローラの姿勢制御ロジックによる特定ターゲットの回避のための制御動作を示すフローチャートである。

【符号の説明】

- | | |
|-----|---------------|
| 1 | 宇宙機本体 |
| 2 | パイロード |
| 3 | ハイブリッドアクチュエータ |
| 4 | アクチュエータコントローラ |
| 5 | フレキシブル軸受 |
| 6 | 姿勢検出器（パイロード） |
| 6 1 | 姿勢検出器（宇宙機本体） |
| 7 | 加速度検出器（パイロード） |
| 8 | 加速度検出器（宇宙機） |
| 9 | モータ駆動直進ステージ |
| 1 0 | インターフェイスロッド |

10

20

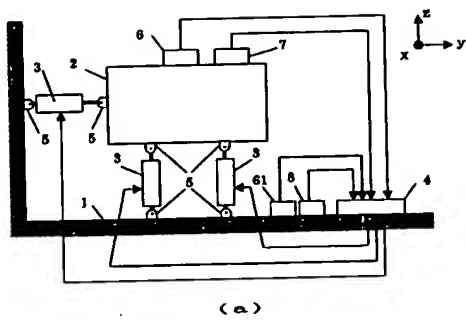
30

40

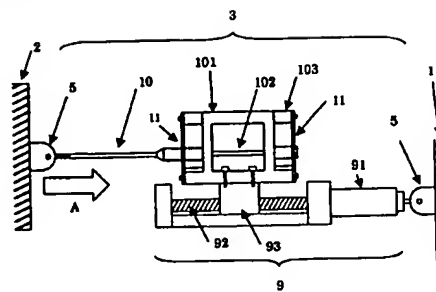
50

1 1 ばね
M 特定ターゲット

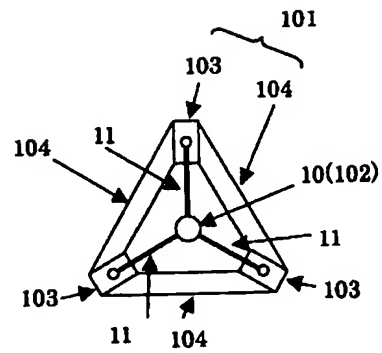
【図 1】



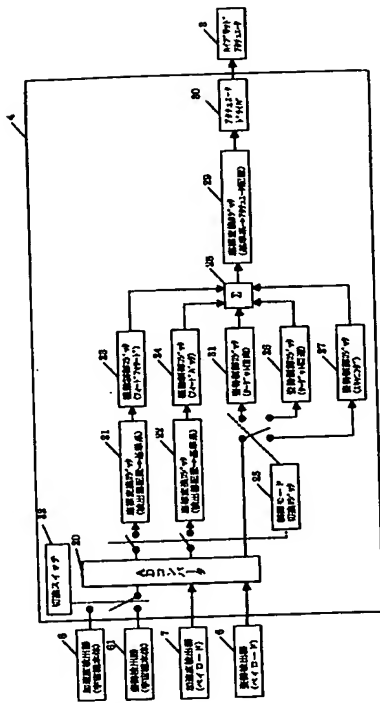
【図 2】



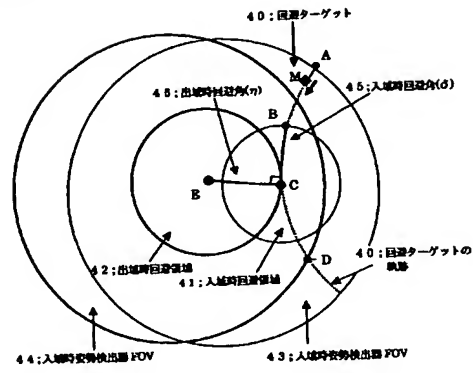
【図 3】



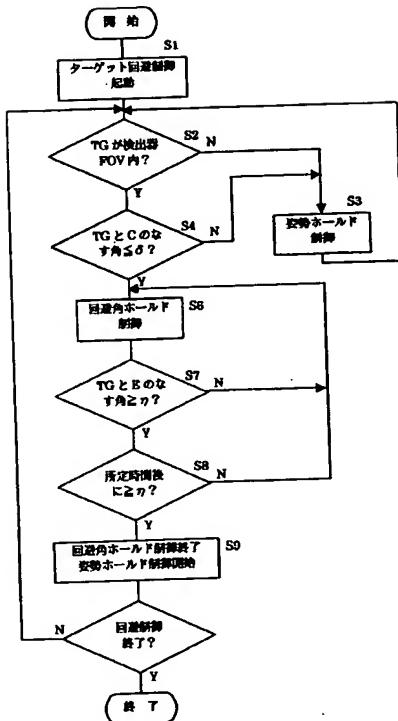
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

- (72)発明者 武田 直道
埼玉県さいたま市常盤4-14-12 ヒルズ常盤203号
- (72)発明者 金井 俊樹
茨城県つくば市松代1-11-1 つくばヒルズ401号
- (72)発明者 渡辺 和樹
千葉県市川市大野町4-3036-1
- (72)発明者 竹澤 進
東京都板橋区板橋3-9-9 浜野ビル503号
- Fターム(参考) 3J048 AB08 AB11 AD02 EA07